

Научная статья

УДК 533.6.011.6

doi: 10.17223/19988621/91/7

Экспериментальное исследование изменения давления и температуры при сверхзвуковом течении воздушного потока в канале плоской формы

Алексей Сергеевич Груздев¹, Алексей Юрьевич Крайнов²,
Валерий Владимирович Фарапонов³

^{1,2,3} Томский государственный университет, Томск, Россия

¹ afl_975@yandex.ru

² akrainov@ftf.tsu.ru

³ fff@ftf.tsu.ru

Аннотация. Представлено исследование изменения статического давления и температуры в пристеночной зоне канала плоской формы при сверхзвуковом течении воздушного потока. Проанализированы экспериментальные зависимости давления и температуры от времени и удаления от переднего торца модели с проточным каналом. Проведен сравнительный анализ структуры течения в каналах осесимметричной и плоской форм. Экспериментальные результаты показаны для двух скоростей потока.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение газа в канале, аэродинамические испытания, поле температуры, поле давления

Благодарности: Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания FSWM-2020-0036.

Для цитирования: Груздев А.С., Крайнов А.Ю., Фарапонов В.В. Экспериментальное исследование изменения давления и температуры при сверхзвуковом течении воздушного потока в канале плоской формы // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2024. № 91. С. 75–84. doi: 10.17223/19988621/91/7

Original article

Experimental study of pressure and temperature variations in a supersonic air flow through a flat channel

Aleksey S. Gruzdev¹, Aleksey Yu. Krainov², Valeriy V. Faraponov³

^{1,2,3} Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

¹ afl_975@yandex.ru

² akrainov@ftf.tsu.ru

³ fff@ftf.tsu.ru

Abstract. In this paper, the experimental dependences of static pressure and temperature on time and distance for channel flow are presented and analyzed. The choice of channel

geometry is determined by the fact that a backward-facing step can be considered as a convergent-divergent diffuser, air duct, combustion chamber, etc. The experiments are carried out on a supersonic short-term aerodynamic setup with airflow at Mach numbers of 5 and 6. The obtained data are compared with the results of similar wind-tunnel tests in an axisymmetric case. For flat-channel flows, the recirculation zone occurs only behind the step. No other recirculation zones are observed due to the sufficient increase in transverse velocity along the channel. At the same time, the longitudinal velocity decreases, which leads to an increase in the static pressure. Thus, the intensity of the reflected shock waves abruptly becomes weaker, so that no other recirculation zones appear in the flow. The obtained temperature distributions in the near-wall zone at air deceleration during the flow over a backward-facing step at the considered flow velocities are found to have a minimum. The temperature then increases due to significant flow deceleration.

Keywords: supersonic gas flow in a channel, aerodynamic tests, temperature field, pressure field

Acknowledgments: This research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (theme No. FSWM-2020-0036).

For citation: Gruzdev, A.S., Krainov, A.Yu., Faraponov, V.V. (2024) Experimental study of pressure and temperature variations in a supersonic air flow through a flat channel. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 91. pp. 75–84. doi: 10.17223/19988621/91/7

Введение

Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем у поверхности стенки проточного канала является причиной формирования сложной картины течения. Это проявляется, прежде всего, в наличии зон дозвуковой и сверхзвуковой скорости, больших градиентов давления. В экспериментально-расчетных работах и исключительно вычислительных исследованиях часто рассматриваются течения газа в каналах с внезапным расширением и внезапным сужением [1–3]. Выбор такой геометрии канала для изучения обусловлен тем, что канал с обратным уступом может быть рассмотрен в качестве сверхзвукового диффузора, воздуховода, камеры сгорания и т.д. В работах [4, 5] описаны расчетно-экспериментальные исследования распределения газодинамических параметров вдоль стенки для тела с осесимметричным каналом с внезапным расширением.

Цель представленного экспериментального исследования – выявление взаимосвязи между геометрией канала и течением, которое в нем реализуется. Объектом исследования являются сверхзвуковое течение газа в канале плоской формы и его структура. Предмет исследования – распределение давления и температуры в пристеночной зоне модели потока воздуха при его движении в плоском канале.

Экспериментальное исследование статического давления

Эксперименты проводились с использованием сверхзвуковой аэродинамической установки кратковременного действия Томского государственного университета [6]. Использование съемных сопел позволяет получить сверхзвуковой поток с числами Маха $M_\infty = 2 \div 7$. Время работы аэродинамической установки 3 с. Режим квазистационарного обтекания модели наблюдается $\sim 1.5\text{--}2$ с.

Модель состоит из двух стальных жестко закрепленных параллельно друг другу пластин так, что между ними формируется канал плоской формы. В вертикальном сечении проточный канал выбранного тела имеет ту же форму, что и осесимметричный канал в работе [4]. На рис. 1. показаны общий вид модели с каналом плоской формы (а) и геометрия проточного канала с расширением уступами 2.5 мм (b). Ширина данной модели составляет 150 мм, высота проточного канала на входе – 15 мм, на выходе – 20 мм.

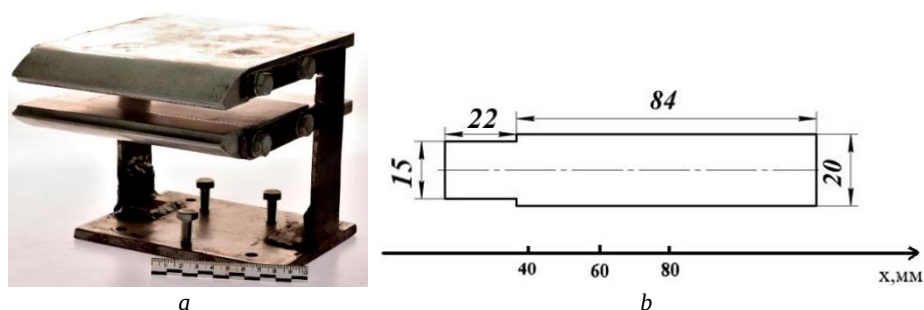


Рис. 1. Модель с внутренним каналом плоской формы:

а – общий вид модели, b – геометрия плоского канала с расширением уступами 2.5 мм

Fig. 1. Model with a flat internal channel:

(a) design of the model and (b) geometry of a backward-facing step with a height of 2.5 mm

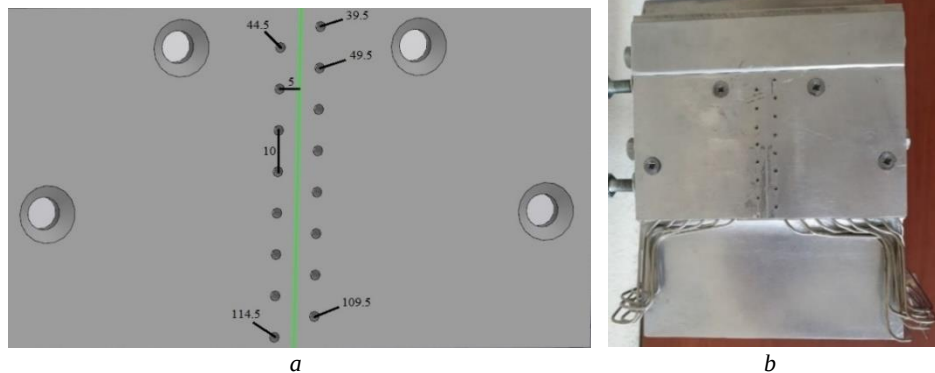


Рис. 2. Нижняя половина модели с точками регистрации параметров:

а – схема расположения точек регистрации, b – общий вид нижней поверхности канала с установленной панелью измерения

Fig. 2. Bottom half of the model with parameter recording points:

(a) scheme of the location of registration points and (b) design of the lower surface of the channel with an installed pressure measurement panel

Если проводится серия дренажных экспериментов, то на нижней пластине предусмотрено крепление панели, на которой смонтированы дренажные трубки. Принцип работы такого зондирующего устройства для регистрации давления вдоль стенки канала базируется на методике классических дренажных испытаний в аэродинамических трубках [7]. Внутренний диаметр трубок равен 1 мм. Они

соединены с датчиками абсолютного давления типа ТДМ2-А. Полученные с датчиков сигналы записываются через аналого-цифровой преобразователь ЛА-2USB на компьютер. Всего на панели предусмотрено 16 точек для измерений. Центры точек регистрации давлений удалены от переднего торца модели на расстояния от $x_1 = 39.5$ мм до $x_{16} = 114.5$ мм. На рис. 2. приведены схема расположения дренажных отверстий (а) и фотография нижней половины модели (b). Все центры удалены от вертикальной плоскости симметрии модели на 5 мм так, что справа и слева от этой плоскости находится по 8 точек регистрации. Расстояние между центрами, находящимися справа от плоскости симметрии (слева тоже), равно 10 мм.

В экспериментах модель устанавливалась в рабочую часть аэродинамической установки. Обдувалась она внешним потоком воздуха при числах Маха $M_\infty = 5$ и $M_\infty = 6$. Для регистрации каждого параметра проводилось по 3 эксперимента. Среднеквадратичное отклонение для измеряемых давлений во всех 16 точках не превысило 3%. На рис. 3. показаны характерные зависимости статического давления от времени после сглаживания быстрым преобразованием Фурье [8] для двух точек регистрации. Видна повторяемость результатов измерения давления в точке $x_4 = 54.5$ мм при обдувке модели потоком воздуха при $M_\infty = 6$ (а) и в точке $x_{15} = 109.5$ мм при обдувке модели потоком воздуха при $M_\infty = 5$ (b). Усредненные данные давлений вычислялись на отрезке времени от 1 до 1.5 с.

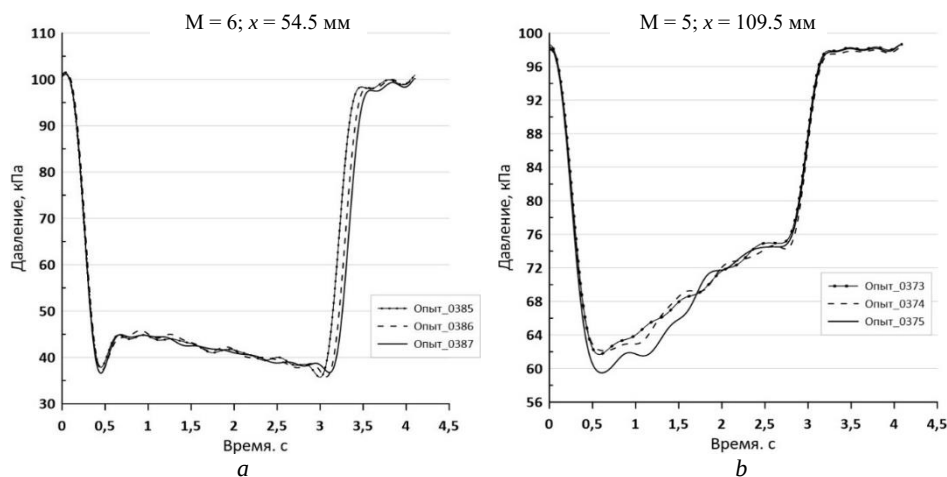


Рис. 3. Зависимости давления от времени для трех опытов в точке $x_4 = 54.5$ мм при $M_\infty = 6$ (а) и $x_{15} = 109.5$ мм при $M_\infty = 5$ (b)

Fig. 3. Time dependence of pressure for three tests at point (a) $x_4 = 54.5$ mm with $M_\infty = 6$ and (b) $x_{15} = 109.5$ mm with $M_\infty = 5$

В ходе аэродинамических испытаний с помощью шлирен-прибора [9] проводилась видеорегистрация. На рис. 4 представлены фрагменты видеоряда установившегося течения газа в канале плоской формы при обтекании тела сверхзвуковым потоком воздуха при $M_\infty = 5$ (а) и $M_\infty = 6$ (b). Оба снимка соответствуют ~ 1.2 с опытов.

Предварительно были проведены опыты по измерению числа Маха на оси канала за уступом с помощью трубки Пито–Прандля [10]. Скорость движения воз-

духа на оси проточного канала соответствует числу $M = 1.87$ при внешнем обтекании модели потоком с $M_\infty = 5$. При обтекании модели потоком $M_\infty = 6$ измеренное значение скорости воздуха на оси проточного канала получено $M = 2.05$. Сверхзвуковое течение в канале обеспечивается наличием на его входе сопла. На рис. 4 видно образование скачков уплотнения при прохождении потоком зоны внезапного расширения. Угол, образованный скачками с верхнего и нижнего уступов, на рис. 4, *a* ($\sim 40.40^\circ$) больше угла на рис. 4, *b* ($\sim 34.60^\circ$), а точка их пересечения смещена по потоку на ~ 5 мм.

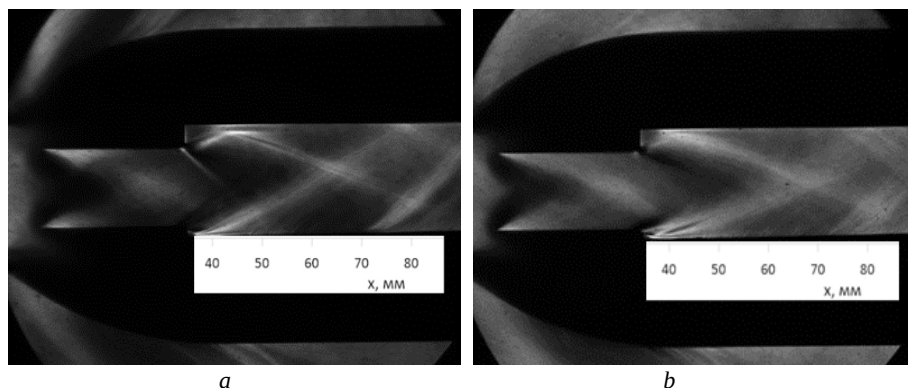


Рис. 4. Фрагменты видеоряда течения газа в канале при $M_\infty = 5$ (*a*) и $M_\infty = 6$ (*b*)
Fig. 4. Fragments of a video sequence with gas flowing through the channel at $M_\infty =$ (*a*) 5 and (*b*) 6

На рис. 5. представлены графики полученных усредненных значений давления для модели с проточным каналом плоской формы для $M_\infty = 5$ (*a*) и $M_\infty = 6$ (*b*). Для сравнения здесь же приведены данные, полученные для канала осесимметричной формы [5].

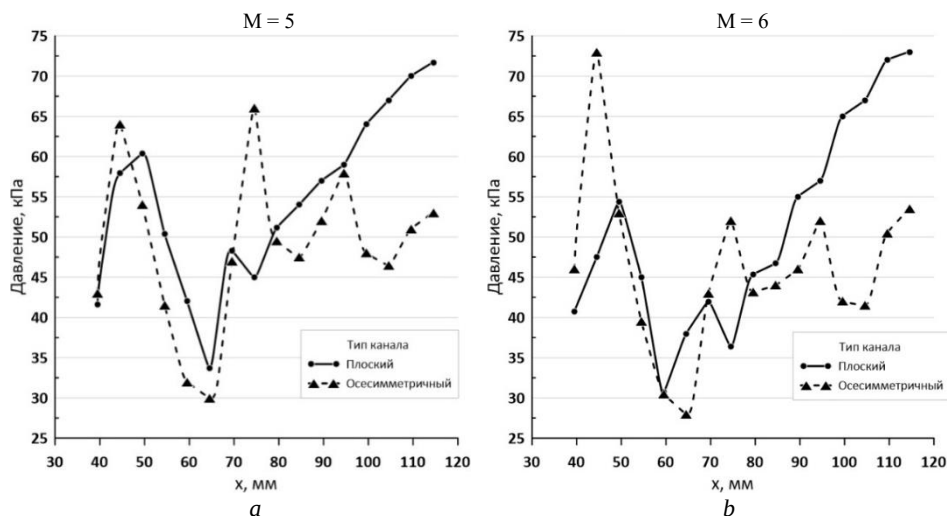


Рис. 5. Распределение давлений для двух типов каналов при $M_\infty = 5$ (*a*) и $M_\infty = 6$ (*b*)
Fig. 5. Pressure distributions for two types of channels at $M_\infty =$ (*a*) 5 and (*b*) 6

Графики показывают согласование закономерностей изменения давления для обоих видов каналов за уступами до $x_7 = 69.5$ мм. Сначала наблюдается максимум за уступами канала, затем регистрируется характерный минимум. Поведение графиков после указанных точек сильно отличается.

В осесимметричном канале чередование максимумов с минимальными значениями объясняется наличием зон рециркуляции потока в пристеночной области [2, 3]. Для модели с каналом плоской формы зона рециркуляции [11] образуется только за входным уступом. Это может быть объяснено тем, что воздушный поток, вышедший из осесимметричного сопла аэродинамической установки, попадая в осесимметричный канал модели, практически имеет только продольную составляющую скорости. В случае попадания в канал плоской формы воздушный поток приобретает достаточно большую поперечную составляющую скорости. При этом продольная составляющая скорости потока уменьшается, что приводит к увеличению статического давления. Интенсивность отраженных скачков уплотнения в проточном тракте плоской формы резко ослабевает, поэтому повторных зон рециркуляции не наблюдается.

Экспериментальное измерение температуры в пристеночной зоне канала

Для получения распределения статических температур вдоль стенки проточного тракта [12] использовалось зондирующее устройство, схема расположения точек регистрации которого приведена на рис. 2. В качестве датчиков температуры применялись медь–константановые термопары, соединенные с медным диском диаметром 3 мм и толщиной 0.2 мм. Диаметры проводов термопар равны 0.3 мм. Медные диски монтировались в плоскости зондирующего устройства. Для всех точек регистрации проводилась по три раза.

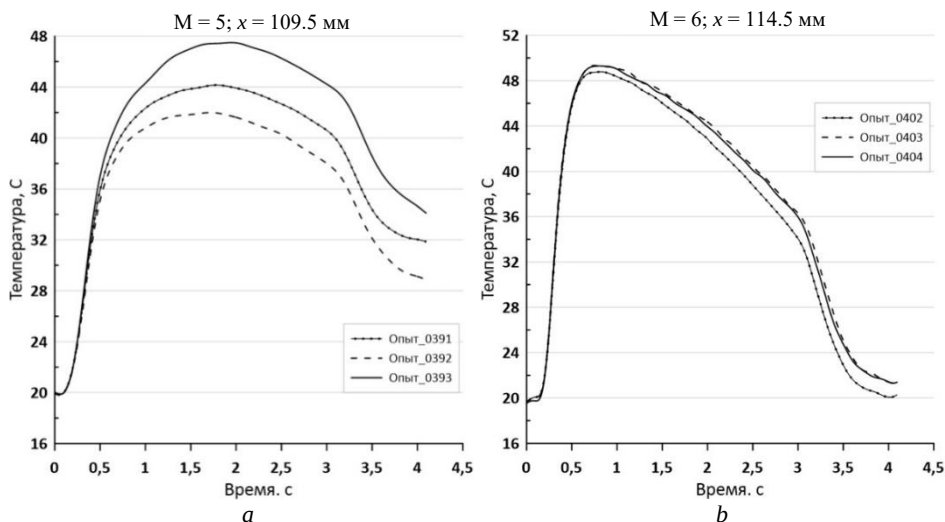


Рис. 6. Примеры сигналов датчиков температуры, полученных в точке $x_{15} = 109.5$ мм при $M_\infty = 5$ (a), в точке $x_{16} = 114.5$ мм при $M_\infty = 6$ (b)

Fig. 6. Examples of temperature sensor signals received at point (a) $x_{15} = 109.5$ mm with $M_\infty = 5$ and (b) $x_{16} = 114.5$ mm with $M_\infty = 6$

На рис. 6. приведены характерные сигналы датчиков температуры, полученные в точках $x_{15} = 109.5$ мм при $M_\infty = 5$ (a) и $x_{16} = 114.5$ мм при $M_\infty = 6$ (b) после быстрого преобразования Фурье. Неопределенность измерений температур в рамках серии экспериментов во всех 16 точках не превысила 8%.

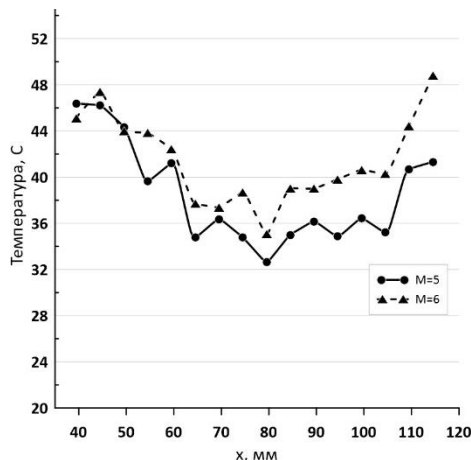


Рис. 7. Распределение усредненных температур при $M_\infty = 5$ и $M_\infty = 6$

Fig. 7. Average temperature distribution at $M_\infty = 5$ and $M_\infty = 6$

Распределение усредненных значений температуры потока воздуха в пристеночной зоне модели в проточном тракте плоской формы, полученное экспериментально, представлено на рис. 7. Характер изменения температур в обоих случаях одинаковый: снижение на 10° до $x_9 = 79,5$ мм, что связано с заметным расширением потока после уступов. Далее следует ее возрастание из-за торможения потока. Ранее для осесимметричной модели также зафиксировано аналогичное распределение температуры [4]. Диапазон температур был выше на 20° . Это может быть объяснено тем, что зондирующее устройство для осесимметричного канала было выполнено из теплоизоляционного материала (капролона), тогда как панель с термодатчиками для плоского канала изготовлена из дюралюминия. Кроме того, верхняя часть модели с плоским каналом (сталь) также забирала тепловую энергию потока. Следует отметить, что возрастание температуры и давления зарегистрировано в близких по величине координатах x .

Заключение

В работе описано экспериментальное исследование сверхзвукового течения газа, которое формируется в плоском канале с внезапным расширением. Приведено описание модели с плоским проточным трактом для регистрации статического давления и пристеночной температуры при ее продувке в аэродинамической трубе кратковременного действия при скоростях, соответствующих числам $M_\infty = 5$ и $M_\infty = 6$.

Проведено сравнение полученных данных с результатами дренажных испытаний при аэродинамических продувках модели с каналом осесимметричной формы. Положение и протяженность зон рециркуляции в осесимметричном канале с вне-

запным расширением оказывает влияние на структуру течения и распределение давления в потоке воздуха. Для модели с проточным трактом плоской формы зона рециркуляции образуется только за входным уступом. Отсутствие остальных зон рециркуляции объяснено тем, что воздушный поток в канале плоской формы приобретает достаточно большую поперечную составляющую скорости. При этом продольная составляющая скорости потока уменьшается, что приводит к увеличению статического давления. Интенсивность отраженных скачков уплотнения в проточном тракте плоской формы резко ослабевает, поэтому повторных зон рециркуляции не наблюдается.

Полученные распределения температуры в пристеночной зоне модели потока воздуха при его торможении в проточном тракте плоской формы при $M_\infty = 5$ и $M_\infty = 6$ имеют некоторый минимум при $x_9 = 79.5$ мм, связанный с заметным расширением потока после уступов. Далее температура возрастает, что является следствием значительного торможения потока.

Список источников

1. Гурyleва Н.В. и др. Исследование особенностей течений в каналах при взаимодействии возмущений с псевдоскачком // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43, № 6. С. 40–54.
2. Булат П.В., Засухин О.Н., Усков В.Н. О классификации режимов течения в канале с внезапным расширением // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 2. С. 209–222.
3. Липанов А.М., Карсканов С.А. Применение схем высокого порядка аппроксимации при моделировании процессов торможения сверхзвуковых течений в прямоугольных каналах // Вычислительная механика сплошных сред. 2013. Т. 6, № 3. С. 292–299.
4. Скибина Н.П. Исследование нестационарных термогазодинамических процессов в проточном канале при сверхзвуковом обтекании модельного тела : дис. ... канд. физ.-мат. наук : 01.02.05. Томск, 2022. 165 с.
5. Скибина Н.П. и др. Экспериментально-теоретическое исследование распределения давления вдоль стенки при движении сверхзвукового потока газа в осесимметричном канале с внезапным расширением // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 1. С. 1–5.
6. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Новосибирск : Параллель, 2014. Ч. I: Установки для научных исследований. 551 с.
7. Краснов Н.Ф. и др. Прикладная аэродинамика. М. : Высш. школа, 1974. 732 с.
8. Исакова О.П., Тарасевич Ю.Ю., Юзюк Ю.И. Обработка и визуализация данных физического эксперимента с помощью пакета Origin. Астрахань : АИПКП, 2007. 68 с.
9. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). М. : Наука, 1964. 720 с.
10. Maslov E.A., Faraponov V.V., Arkhipov V.A., Zharova I.K., Kozlov E.A., Savkina N.V. Investigation of working processes in a flowing channel of ramjet engine // Thermal Science. 2019. V. 23, № 2. P. S531–S536.
11. Носатов В.В., Семенёв П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2014. № 1 (52). С. 551–566.
12. Петунин А.Н. Методы и техника измерения параметров газового потока. М. : Машиностроение, 1972. 332 с.

References

1. Guryleva N.V., Ivankin M.A., Lapinskiy D.A., Timoshenko V.I. (2012) Issledovanie osobennostey techeniy v kanalach pri vzaimodeystvii vozmushcheniy s psevdoskachkom [Investiga-

- tion of the features of flows in channels during the interaction of disturbances with a pseudo-shock]. *Uchenye zapiski TsAGI – TsAGI Science Journal*. 43(6). pp. 40–54.
2. Bulat P.V., Zasikhin O.N., Uskov V.N. (2015) O klassifikatsii rezhimov techeniya v kanale s vnezapnym rasshireniem [On classification of flow regimes in a channel with sudden expansion]. *Teplofizika i aeromekhanika – Thermophysics and Aeromechanics*. 19(2). pp. 209–222.
 3. Lipanov A.M., Karskanov S.A. (2013) Primenenie skhem vysokogo poryadka approksimatsii pri modelirovanii protsessov tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v pryamougol'nykh kanalakh [Application of high-order schemes for modeling the process of braking of supersonic flows in rectangular channels]. *Vychislitel'naya mekhanika sploshnykh sred – Computational Continuum Mechanics*. 6(3). pp. 292–299. doi: 10.7242/1999-6691/2013.6.3.33
 4. Skibina N.P. (2022) *Issledovanie nestatsionarnykh termogazodinamicheskikh protsessov v protochnom kanale pri sverkhzvukovom obtekanii model'nogo tela* [Investigation of unsteady thermal gasdynamic processes in a flowing channel at supersonic streamline of the model]. Dissertation. Tomsk: Tomsk State University.
 5. Skibina N.P., Tyrtshynny S.A., Faraponov V.V. (2022) Eksperimental'no-teoreticheskoe issledovanie raspredeleniya davleniya vdol' stenki pri dvizhenii sverkhzvukovogo potoka gaza v osesimmetrichnom kanale s vnezapnym rasshireniem [Experimental and theoretical study of pressure distribution along the wall during supersonic gas flow in an axisymmetric channel with sudden expansion]. *Teplofizika i aeromekhanika – Thermophysics and Aeromechanics*. 29(1). pp. 1–5.
 6. Zvegintsev V.I. (2014) *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Chast' I. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Gas-dynamic short-term installations. Part I. Facilities for scientific research]. Novosibirsk: Parallel'.
 7. Krasnov N.F. (1964) *Prikladnaya aerodinamika* [Applied aerodynamics]. Moscow: Vysshaya shkola.
 8. Isakova O.P., Tarasevich Yu.Yu., Yuzyul Yu.I. (2007). *Obrabotka i vizualizatsiya dannykh fizicheskogo eksperimenta s pomoshch'yu paketa Origin* [Processing and visualization of data from a physical experiment using Origin]. Astrakhan: Southern Federal University.
 9. Gorlin S.M., Slezinger I.I. (1963) *Aeromekhanicheskie izmereniya (metody i pribory)* [Aeromechanical measurements (methods and devices)]. Moscow: Nauka.
 10. Maslov E., Faraponov V., Arkhipov V., Zharova I., Kozlov E., Savkina N. (2019) Investigation of working processes in a flowing channel of ramjet engine. *Thermal Science*. 23(2). pp. 531–536. doi: 10.2298/TSCI19S2531M
 11. Nosatov V.V., Semenev P.A. (2014) Raschetno-eksperimental'noe issledovanie sverkhzvukovogo turbulentnogo otryvnogo techeniya i lokal'noy teplootdachi v ploskom kanale s vnezapnym rasshireniem [Computational and experimental study of the supersonic turbulent detached flow and local heat emission in a flat duct with a sudden expansion]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya «Estestvennye nauki» – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 1(52). pp. 66–77.
 12. Petunin A.N. (1972) *Metody i tekhnika izmereniya parametrov gazovogo potoka* [Methods and techniques of measuring gas flow parameters]. Moscow: Mashinostroenie.

Сведения об авторах:

Груздев Алексей Сергеевич – магистрант кафедры динамики полета физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: afl-975@yandex.ru

Крайнов Алексей Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой математической физики физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

Фарапонов Валерий Владимирович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры динамики полета физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: fff@ftf.tsu.ru

Information about the authors:

Gruzdev Aleksey S. (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: afl-975@yandex.ru

Krainov Aleksey Yu. (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

Faraponov Valeriy V. (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: fff@ftf.tsu.ru

Статья поступила в редакцию 08.05.2024; принята к публикации 03.10.2024

The article was submitted 08.05.2024; accepted for publication 03.10.2024